Модуль 3. Двигательные установки космических аппаратов, их классификация. Маршевые жидкостные ракетные двигатели КА.

3.1. Назначение ДУ и общие сведения об управлении движением космических аппаратов

Для обеспечения заданной заранее или уточняемой в процессе полета траектории полета летательного аппарата (ЛА) или космического аппарата (КА) необходимо управлять его движением. В зависимости от соотношения действующих на ЛА в полете сил и моментов (аэродинамических, гравитационных, за счет работы двигателей) меняются параметры траектории полета.

Характерным видом движения ЛА с работающими двигателями является случай, когда поворот его относительно центра масс сопровождается изменением траектории движения самого центра масс ЛА, так как в этом случае от углового положения аппарата зависят направления векторов тяги и (при движении в атмосфере) аэродинамических сил. Типичным примером такого движения является полет на активном участке при старте ракеты-носителя и выведении космического аппарата (КА) на заданную траекторию. Для точного выдерживания параметров движения в конце активного участка полета двигательные системы на протяжении полета должны обеспечить необходимое тяговое усилие для движения ЛА в поле тяготения и в среде с сопротивлением (при наличии атмосферы). Кроме того, они должны обеспечить выполнение программ углового разворота ЛА. Управление угловым положением аппарата для рассматриваемого вида движения называют *стабилизацией*. Некоторые маневры летательных аппаратов также являются примерами управляемого движения с работающими двигателями, сопровождаемого стабилизацией: при изменении или коррекции орбиты, переводе аппарата на орбиту снижения для спуска, при снижении и посадке аппарата на поверхность планет, лишенных атмосферы.

Для полетов при отсутствии плотной среды (например, в космическом пространстве) и с выключенными РД характерна независимость движений центра масс летательного аппарата и угловых поворотов ЛА вокруг центра масс. Поэтому траектория полета аппарата будет одинаковой независимо от того, сохраняет ли аппарат неизменное (относительно, например, Солнца и звезд) угловое положение или беспорядочно вращается вокруг центра масс.

Независимость траектории ЛА от его поворотов вокруг центра масс вовсе не означает, что во всех случаях отпадает необходимость поддержания требуемого углового положения аппарата. Оно необходимо всегда, когда от углового положения ЛА относительно заданных ориентиров зависит функционирование установленных на нем систем или приборов (например, работа солнечных батарей, система дальней космической связи, фотографирование поверхности Земли и т. п.). Систему управления, приводящую положение ЛА к заданному при полете его вне атмосферы, называют *системой ориентации*, а само управление - ориентацией. Ориентация может быть длительной (в течение всего времени работы соответствующей аппаратуры) или кратковременно для придания ЛА необходимого углового положения перед включением РД или входом в плотные слои атмосферы (управляемый спуск с торможением в атмосферу). Для ориентации необходимо создавать управляющие моменты относительно центра масс ЛА; для этих целей чаще всего применяют малые РД.

Системы ориентации и стабилизации нередко тесно взаимодействуют. Например, процесс сближения двух космических аппаратов с большого расстояния состоит из чередующихся режимов ориентации и стабилизации путем многократных и кратковременных включений двигателей. В то же время ориентация - это самостоятельная задача управления угловым положением, а стабилизация — вспомогательная для управления движением центра масс.

Таким образом, управление движением летательного аппарата включает управление движением центра масс (в том числе и стабилизацию) и ориентацию, дополняемые навигационными измерениями и вычислениями для исправления (коррекции) траектории в необходимых случаях.

В ракетной технике и космонавтике для управляемого движения летательных аппаратов в большинстве случаев используется принцип реактивного движения. Движущей силой является реактивная сила, создаваемая при выбрасывании из аппарата некоторой массы, т. е. при истечении струи рабочего тела. Реактивная сила прямо пропорциональна скорости истечения рабочего тела и секундному расходу массы выбрасываемого вещества. Поэтому для создания реактивной силы, в течение определенного времени необходимо иметь запасы (ресурсы) выбрасываемой массы и энергии, преобразуемой в кинетическую энергию струи рабочего тела. Двигательная (тяговая) система включает в себя источник (генератор) энергии и движитель - устройство, создающее тяговое усилие.

Определение «реактивный» не накладывает каких-либо ограничений на используемые ресурсы массы и энергии. В частности, они могут быть внешними, а не храниться на борту. Так, гидрореактивные и широко распространенные воздушно-реактивные двигатели для создания реактивной струи в основном используют окружающую среду: воду или воздух. Аналогично может быть использована атмосфера других планет. Источник энергии обычно находится на борту аппарата, но иногда и он может быть внешним, например солнечная энергия или энергия лазерного излучения.

Реактивная струя ракетных двигателей образуется только из веществ, запасенных на аппарате, а внешняя среда при этом не используется. Это же относится и к источникам энергии. Итак, определение «ракетный» предполагает дополнительные ограничивающие признаки - независимость от внешних источников массы и энергии.

Ракетный двигатель - это автономный реактивный двигатель, работающий на бортовых ресурсах массы и энергии. Термин «ракетный» не отражает в явном виде дополнительного ограничивающего признака автономности, но он широко используется по сложившейся традиции.

Понятие о ракетной *двигательной установки* (ДУ) включающей в себя в наиболее общем случае источник первичной энергии, бак с рабочим телом, двигатель и систему подачи рабочего тела в двигатель.

К числу наиболее характерных двигательных установок относятся ДУ:
- с жидкостным ракетным двигателем;
- с ракетным двигателем твердого топлива;
- с ядерным ракетным двигателем;
- с электрическим ракетным двигателем.

3.2. Источники энергии и массы для функционирования ракетных двигателей ДУ и их классификация.

Общая классификация РД и ДУ по видам первичной и промежуточной энергий приведена в таблице 3.1.

Различают следующие виды первичной энергии: химическая, ядерная, механическая (энергия сжатого газа), солнечная и энергия лазерного излучения.

РД и ДУ, в которых первичная энергия преобразуется в энергию теплового движения (промежуточная энергия), называют *термическими.*

РД и ДУ, в которых первичная энергия преобразуется в электрическую энергию (промежуточная энергия), называют *электрическими.*

Из числа известных и широко используемых видов энергии для ракетных двигателей выделим следующие основные.

Таблица 3.1 – Классификация РД и ДУ

Первичная энергия	С источником на борту ЛА			С источником вне ЛА	
	Химическая	Ядерная	Энергия теплового движения и потенциальная механическая энергия сжатого газа (пара)	Солнечная	Энергия лазерного излучения
Общее название класса РД и класса ДУ	Термические				
Название РД	Химические	Ядерные	Холодного газа Перегретого пара	Солнечные	Лазерные
Промежуточная энергия	Энергия теплового движения		–	Энергия теплового движения	
Общее название класса РД и ДУ	Электрические				
Название подклассов ДУ	Химико-термические	Ядерно-термические	Механо-термические	Солнечно-термические	Лазерно-термические
Промежуточная энергия	Электрическая				
Название подклассов ДУ	Химико-электрические	Ядерно-электрические	–	Солнечно-электрические	Лазерно-электрические

Химическая энергия. Носителями ее являются химические топлива - вещества или совокупность веществ, способные выделять теплоту в результате химических превращений.

Ядерная энергия. Ее источниками являются ядерные топлива - вещества,способные выделять теплоту в результате ядерных превращений:

а) распада радиоактивных изотопов (непрерывная генерация теплоты);

б) деления ядер (с момента достижения критической массы);

в) термоядерного синтеза.

Электрическая энергия. Источники ее на борту аппарата могут быть весьма разнообразными: солнечные батареи, электромашинная или электрохимическая энергетические установки и др.

В соответствии с видом первичной энергии, используемой в ракетных двигателях ДУ, различают химические (ХРД), ядерные (ЯРД) и электрические (ЭРД) ракетные двигатели.

Менее существенное значение имеет **механическая энергия** в форме, например, энергии сжатых газов, запасенных на борту аппарата. Могут использоваться также различные формы электромагнитной энергии (в том числе солнечной) как внешней по отношению к аппарату.

В процессах преобразования первичной энергии в кинетическую энергию реактивной струи участвует рабочее тело (рабочее вещество) ракетного двигателя. Реактивная струя представляет собой конечную форму рабочего тела. В зависимости от исходной формы рабочего тела можно выделить два характерных случая (рис. 3.1):

1. Источники энергии и рабочего тела с о в м е щ е н ы . Таковы, например, химические топлива. Энергия, выделяемая ими, сообщается продуктам их реакции. Так же обстоит дело со сжатыми газами.

2. Источники энергии и рабочего тела р а з д е л е н ы . Это характерно для ядерных и электрических двигателей. Продукты превращений ядерного топлива нецелесообразно использовать в качестве рабочего тела ввиду малости их массы и опасности заражения окружающего пространства. Обычно предусматривают специальное рабочее тело, воспринимающее энергию от независимого источника.

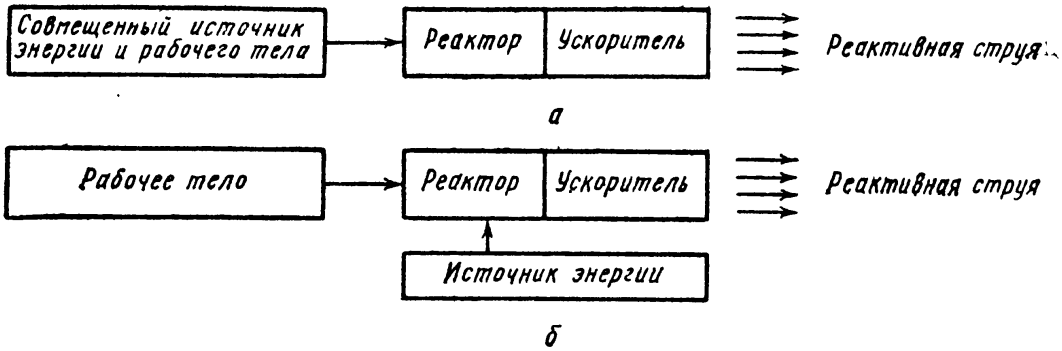


Рис. 3.1. Принципиальная схема ракетного двигателя: *а*- с совмещенным источником энергии и рабочего тела;б - с независимым источников энергии

Подвод энергии к рабочему телу осуществляется в химическом, ядерном или электрическом реакторе, а ускорение массы - в ускорителе. В тех случаях, когда рабочее тело подвергается нагреву, его ускорение осуществляется обычно в реактивном сопле. Характерным для электрических ракетных двигателей является ускорение рабочего тела в электрическом (электромагнитном) поле.

Химические и ядерные РД имеют относительно небольшую удельную массу (отношение массы двигателя к развиваемой им максимальной тяге) и способны сообщать аппаратам значительные ускорения по сравнению с ускорением свободного падения у поверхности Землиg_0. В связи с относительно небольшой скоростью истечения для них характерен большой расход массы рабочего тела на единицу тяги. Этим определяется рациональная область применения таких двигателей: ускорение тяжелых аппаратов до больших (космических) скоростей в околопланетных и межпланетных полетах при относительно непродолжительной работе двигателей.

Применение ЭРД в качестве основных двигателей летательных аппаратов возможно после сообщения аппаратам первой космической скорости. Длительная работа ЭРД может обеспечивать дальние космические перелеты, т. е. достижение второй и третьей космической скорости. ЭРД могут использоваться также в качестве вспомогательных двигателей.

3.3. Ракетные двигатели на химическом топливе

Ракетные двигатели на химическом топливе являются в настоящее время наиболее освоенным и широко применяемым типом ракетных двигателей. Основная классификация их связана с видом применяемого топлива.

Химические ракетные топлива способны к экзотермическим (протекающим с выделением теплоты) реакциям. Основными являются следующие виды экзотермических реакций.

1.*Горение.* Горение (окисление) - основной и наиболее распространенный способ получения теплоты. В реакции горения необходимо участие окислительных и горючих химических элементов, которые могут находиться в составе одного или нескольких веществ, образующих топливо. Обычно вещества, состоящие преимущественно или

только из окислительных элементов и служащие для окисления горючего, называют о к и с л и т е л я м и , вещества, в которых содержатся преимущественно или только горючие элементы -г о р ю ч и м и .

2. *Разложение.* К экзотермическому разложению способны некоторые индивидуальные вещества, при образованиимолекулкоторых затрачена теплота.

3. *Рекомбинация.* Тепловой эффект рекомбинации (воссоединения) атомов или радикалов, обладающих свободной валентностью, весьма значителен, и поэтому заманчиво использование его в ракетных двигателях. Однако способы получения и длительного сохранения свободных атомов и радикалов пока не найдены и топлива на их основе не созданы.

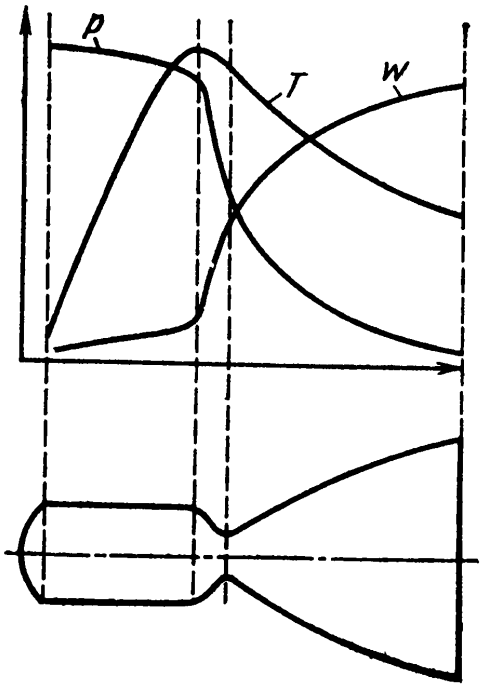


Рис.3.3. Изменение параметров рабочего тела (p – давление; T – температура; W – скорость) по тракту теплового ракетного двигателя

Все ракетные двигатели на химическом топливе являются тепловыми. В большинстве тепловых РД подвод теплоты к рабочему телу осуществляется при постоянном или почти постоянном давлении. На рис. 3.2 показан характер изменения параметров рабочего тела по тракту такого двигателя.

Одним из характерных отличительных признаков химических ракетных топлив является исходное агрегатное состояние компонентов топлив. Однофазное топливо может быть жидким или твердым. Гибридное (смешанное) топливо представляет собой сочетание твердого и жидкого компонентов.

Топливо или его компонент в твердом состоянии обычно размещают непосредственно в камере сгорания двигателя, жидкие компоненты хранятся в специальных емкостях - баках, откуда их постепенно подают в двигатель.

Однокомпонентное жидкое топливо подается в двигатель в виде одной жидкости. Эта жидкость может представлять собой индивидуальное вещество, либо однородную механическую смесь, либо раствор различных веществ.

Двухкомпонентное жидкое топливо состоит из двух раздельно хранящихся и раздельно подаваемых в двигатель компонентов: окислителя и горючего, которые, в свою очередь, могут быть индивидуальными веществами либо смесями (растворами) веществ. Такое топливо, называемое также топливом раздельной подачи, является наиболее распространенным видом жидкого ракетного топлива.

Возможно также применение м н о г о к о м п о н е н т н ы х (о б ы ч н о не более трех компонентов) жидких и гибридных топлив.

Твердые ракетные топлива содержат в своем составе окислительные и горючие элементы. Весь запас твердого топлива в виде топливных зарядов определенной формы размещается в камере сгорания двигателя.

В соответствии с приведенной классификацией топлив ракетные двигатели на химическом топливе подразделяют на жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ), гибридные ракетные двигатели (ГРД).

3.4. Жидкостная ракетная двигательная установка и основные параметры ЖРД

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) − это наиболее развитый и обширный класс химических ракетных двигателей.

ЖРД называют такой химический ракетный двигатель, который работает на жидком ракетном топливе, т.е. компоненты топлива поступают в двигатель в жидком агрегатном состоянии.

ЖРД в самом общем случае состоит из одной или нескольких камер, агрегатов системы подачи топлива (ТНА, газогенератор и т.д.) и автоматики, рамы, магистралей, устройств, создающих управляющие усилия и моменты, а также вспомогательных устройств и агрегатов.

ЖРД, состоящий из нескольких камер, называется многокамерным.

Важной отличительной частью камеры (сгорания) ЖРД является смесительная головка. Она является и частью камеры жидкостного газогенератора (ЖГГ).

Смесительная головка камеры (газогенератора) представляет собой устройство для ввода компонентов топлива или продуктов газогенерации в огневое пространство камеры сгорания, распыления и первоначального перемешивания между собой жидких компонентов и распределения их по объему камеры сгорания (КС). Важными элементами смесительной головки являются форсунки различных типов.

Воспламенение топливной смеси в камере сгорания осуществляется принудительно химическими, пиротехническими или электрическими способами (средствами), если компоненты не являются самовоспламеняющимися.

При сгорании топлива образуются высокотемпературные продукты сгорания (3000…4000 К), ускоряемые в сверхзвуковом сопле (сопле Лаваля). Чтобы не было прогара стенки, камера ЖРД обычно охлаждается регенеративно одним из компонентов топлива, протекающим до поступления в камеру сгорания через проточную часть тракта охлаждения камеры. Тракт охлаждения камеры – пространство между внутренней (огневой) стенкой и наружной силовой рубашкой, связанными между собой различными силовыми способами.

Система подачи представляет собой совокупность агрегатов, обеспечивающих требуемый расход компонентов в двигатель в заданном отношении. Применяют в ЖРД два вида системы подачи:

- ✓ *вытеснительную*;
- ✓ *насосную*.

Агрегаты автоматики входят в систему регулирования ЖРД. Последняя осуществляет автоматическое поддержание или программное изменение параметров двигателя (тяги, соотношения компонентов), поддерживает устойчивую работу ЖРД, управляет переходными режимами, такими как запуск и выключение (остановка) двигателя.

Жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) состоит из одного или нескольких ЖРД, системы хранения и подвода топлива, включая топливные баки и агрегаты их наддува, рулевых приводов соединительных магистралей и вспомогательных устройств. Химическая вытеснительная подача топлива – это такая подача, когда газ вытеснения (РТ системы) получается в результате протекания контролируемой реакции в баке между находящимся там компонентом топлива и впрыскиваемым туда реагентом. Реагент хранится в отдельном быке. В частности, при самовоспламеняющихся компонентах основного топлива в бак горючего может подаваться окислитель, а в бак окислителя – горючее.

ЖРД с насосной подачей топлива по способу организации рабочего процесса бывают без дожигания генераторного газа, с дожиганием и испарением компонентов в тракте охлаждения камеры.

В двигателях без дожигания генераторного газа последний после турбины выбрасывается в окружающую среду через патрубки или утилизационные сопла, иногда являющимися рулевыми или верньерными. Из-за низкой температуры генераторного газа и малой степени его расширения в соплах использование вспомогательного топлива, идущего на привод ТНА, для создания тяги оказывается малоэффективным.

В двигателях с дожиганием генераторного газа в основной камере этот газ, пройдя турбину ТНА, направляется по газопроводу в камеру сгорания. ЖРД с дожиганием генераторного газа энергетически более выгодны, чем без дожигания т.к. в них все топливо используется при оптимальном для двигателя соотношении компонентов и высокой степени расширении.

Вытеснительная подача топлива осуществляется вытеснением компонентов из соответствующих баков рабочим телом (газом), давление которого превышает давление в камере сгорания. На рис. 3.4 показана схема ДУ с ЖРД с вытеснительной системой подачи. Основной недостаток ЖРДУ с ВПТ большая толщина стенок баков компонентов топлива, находящихся под рабочим давлением вытеснения, превышающим давление в камере сгорания, а значит большая масса ДУ.

Вытеснительная система подачи топлива становиться нецелесообразной при значительной тяге и большом времени работы ЖРД. При $p_к$> 3.0 МПа применяется только насосная система подачи топлива. Она нашла большое распространение в ЖРД. Все маршевые ЖРД имеют насосную систему подачи топлива.

Характерным для ЖРД с насосной подачей топлива (НПТ) является наличия турбонасосного агрегата (ТНА).

ТНА представляют собой единую компоновку насосов компонентов топлива и турбины, приводящей их во вращение.

В большинстве случаев рабочее тело для турбины ТНА получают в жидкостных газогенераторах (ЖГГ) в один или двухкомпонентный, иногда − в твердотопливных газогенераторах (ТГГ).

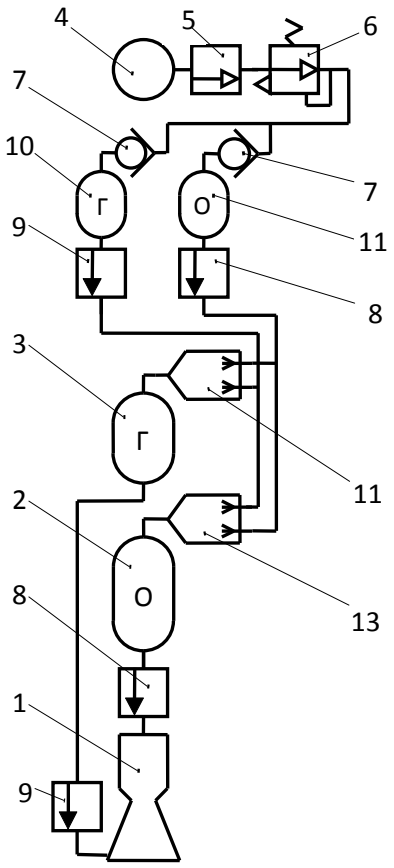


Рис. 3.4. Схема ЖРДУ с ВПТ на двухкомпонентных ЖГГ: 1 - камера, 2 - бак окислителя, 3 - бак горючего, 4 - баллон с газом или воздушный аккумулятор давления (ВАД), 5 - газовый пускоотсечной клапан, 6 - газовый редуктор давления, 7 - обратный клапан, 8 - пускоотсечной клапан окислителя, 9 -пускоотсечной клапан горючего; 10 - бак окислителя ЖГГ, 11 - бак горючего ЖГГ, 12 - ЖГГ надува бака горючего, 13 - ЖГГ наддува бака окислителя.

Изобразим три пневмогидравлические системы ЖРДУ с насосной подачей топлива:

- ✓ без дожигания генераторного газа с двухкомпонентным ЖГГ на основных копонентах топлива со схемой организации рабочего процесса в камере «жидкость-жидкость» («ж−ж»).
- ✓ с дожиганем генераторного газа с двухкомпонентным ЖГГ на на компонентах основного топлива с организацией рабочего процесса в камере «г−ж»(рис. 3.5).
- ✓ с получением рабочего тела турбины испарением горючего в тракте охлаждения камеры и организацией рабочего процесса в камере «г−ж».

Введение ТНА усложняет двигатель, но позволяет разгрузить баки горючего и окислителя, а значит выиграть в массе ДУ при значительных давлениях в КС и временах работы двигателя.

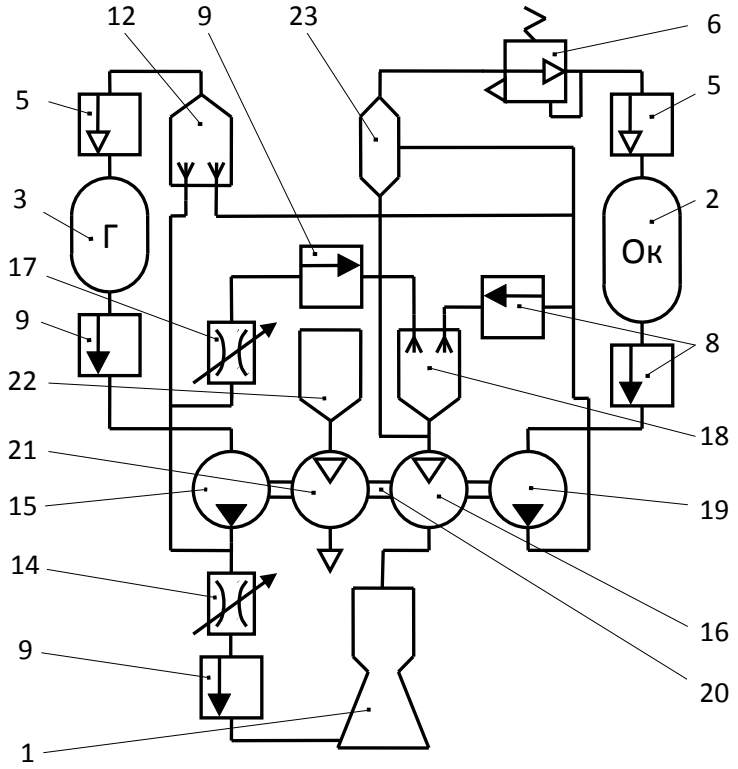


Рис. 3.5. Схема ЖРДУ с НПТ без дожигания генераторного газа с двухкомпонентным ЖГГ и схемой организации рабочего процесса в КС «газ − жидкость»:1 − камера; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 5 – газовый пускоотсечной клапан; 6 – газовый редуктор давления; 8 – пускоотсечной клапан окислителя; 9 – пускоотсечной клапан горючего; 14 – регулятор соотношения компонентов в КС; 15 – насос горючего; 16 – турбина; 17 – регулятор тяги; 18 – жидкостный газогенератор (ЖГГ); 19 – насос окислителя; 20 – ТНА; 21 – пусковая турбина ТНА; 22 – пусковой ТГГ или пиростартёр; 23 – смеситель.

3.5. Разновидности двигательных установок с ЖРД

Основными (маршевыми) ДУ (РД) называют двигательные установки, обеспечивающие основное увеличение скорости РН, искусственного спутника Земли (ИСЗ), космического корабля (КК) или космического аппарата (КА) при их разгоне и снижение скорости КК или КА при их торможении(например, для спуска с орбиты на Землю или для перевода КК или КА на орбиту спутника другой планеты или Луны).

В составе ИСЗ кроме ДУ ориентации также может быть собственная маршевая двигательная установка. Для перевода ИСЗ с низкой орбитына стационарную часто используют двухимпульсный маневр и соответственно два двигателя -*перигейный* двигатель, включаемый в перигее низкой орбиты и обеспечивающий первое приращение скорости спутника и его вывод на переходную (промежуточную эллиптическую) орбиту, и *апогейный* двигатель, включающийся в апогее переходной орбиты и обеспечивающий второе приращение скорости и вывод спутника на стационарную орбиту.

В двухступенчатых межорбитальных буксирах (МОБ), предназначенных для перевода ИСЗ с низкой орбиты на стационарную, первая ступень оснащена перигейной, а вторая - апогейной ДУ. В некоторых случаях одна и та же двигательная установка выполняет функции и перигейной, и апогейной ДУ.

Основной двигатель взлетной ступени спускаемого аппарата и посадочного блока, осуществивших мягкую посадку на Луну и планеты Солнечной системы, называют *взлетным.*

Рулевые (или управляющие) *двигатели,* или *двигатели реактивной системы управления (РСУ),* представляют собой вспомогательные двигатели, создающие управляющий момент для управления угловым положением ЛА.

Надобность в указанных двигателях для ступеней баллистических ракет (БР) и РН отсутствует, если в ступени применены два и более двигателей с карданным подвесом. При наличии в ступени одного двигателя с карданным подвесом необходимы лишь двигатели для управления по крену. Например, третья ступень РН "Сатурн-5" имела вспомогательную ДУ из шести ЖРДМТ для управления по крену, а также для управления ступенью при пассивном полете по программе "Аполлон". При шарнирной подвеске четырех основных двигателей ступени также отсутствует надобность в двигателях РСУ.

При шарнирной установке четырех рулевых двигателей (такая система применена на второй ступени РН "Восток" и "Союз") обеспечивается управление ракеты по тангажу, курсу и крену. Если основной двигатель или основные двигатели установлены неподвижно, то необходимы двигатели РСУ для управления по всем трем осям.

Для поворота относительно заданной оси ориентации обычно используют два рулевых двигателя (в некоторых случаях две камеры или два сопла), создающих пару сил (управляющий момент) относительно этой оси.

Различают два режима работы двигателей РСУ: режим ориентации и режим стабилизации.

Режим ориентации имеет место при неработающих основных двигателях, при этом отсутствует влияние на движение центра масс, т.е. управление угловым положением КА при ориентации является самоцелью.

Двигатели РСУ при ориентации создают моменты, используемые для разворота ИСЗ, КА или КК относительно той или иной оси при их ориентации перед включением тормозного двигателя, ориентации антенны КА на Землю или панелей солнечных батарей на Солнце, ориентации КК на звезды при астрономических исследованиях и т д.

Управление угловым положением на *режиме стабилизации* вызвано тем, что тяга основного двигателя никогда не может быть направлена абсолютно точно через центр масс РН или КА, который к тому же смещается по мере расходования компонентов топлива из баков. Поэтому всегда имеется заранее неизвестный возмущающий момент, стремящийся отклонить РН или КА от заданного направления. Для компенсации действия указанного момента при работе основного двигателя, а также случайных атмосферных возмущений при подъеме РН необходимо управление ее угловым положением в режиме стабилизации. Цель стабилизации - не просто влиять на движение центра масс, а обеспечивать нужную траекторию указанного движения. Управление угловым положением при стабилизации является лишь средством для получения нужной траектории движения центра масс.

Часто двигателями РСУ являются ЖРД малой тяги многократного включения, работающими на самовоспламеняющемся топливе.

Некоторые ИСЗ и КА имеют одноосную стабилизацию, дня чего в их составе имеются по меньшей мере два двигателя малой тяги, создающие крутящий момент.

Для трехосной стабилизации ИСЗ, КА и КК (по тангажу, курсу и крену) нужно иметь по меньшей мере шесть РД малой тяги (для обеспечения дублирования не менее двенадцати двигателей).

Двигатели коррекции обеспечивают коррекцию траектории ИСЗ, КА и КК, т.е. некоторое изменение направления и скорости их движения. Коррекцию осуществляют на основании результатов траекторных измерений. При дальних полетах коррекцию траектории КА и КК обычно проводят 2 ... 3 раза и более.

Часто основной двигатель может выполнять одновременно роль двигателя коррекции.

Для некоторых связных ИСЗ оказывается необходимой коррекция орбиты для синхронизации обращения спутника с суточным вращением Земли и поддержания неизменного расположения трассы ИСЗ относительно наземных пунктов связи. Коррекция периода орбиты необходима также при выводе стационарного ИСЗ.

Двигатели компенсируют действие возмущений на ИСЗ, вызванных солнечным ветром, влиянием гравитационных полей Луны и Солнца, а также неравномерностью гравитационного поля Земли; эти возмущенияприводят к изменениям наклона плоскости орбиты, долготы, высоты ИСЗ над уровнем моря и углового поворота ИСЗ относительно его центра масс.

Тормозные двигатели предназначены для торможения JIA иди его частей. Основная составляющая тяги тормозного двигателя направлена против вектора скорости JIA, Тормозные двигатели обеспечивает отделение отработавших ступеней РН, отделение ИСЗ, КА или КК от РН, торможение при подлете к Луне или планете для выхода на орбиту их спутника, торможение при сходе ИСЗ, искусственных спутников планет (Луны) при сходе с орбиты или посадочных блоков КК при посадке, мягкую посадку указанных ЛА на Луну или планеты, не имеющие достаточно плотной атмосферы. Последние двигатели называют также *посадочными.* Тормозной двигатель может быть одновременно и двигателем коррекции.

ДУ *орбитального маневрирования* предназначены для перемещения ИСЗ или КА на орбите, но могут в некоторых случаях выполнять роль основных и тормозных ДУ.

ДУ *стыковки* или *сближающе-корректирующие* ДУ используются для стыковки двух КА на орбите.

Наибольшее влияние на конструкцию и характеристики ДУ оказывает вид подачи компонентов топлива в ЖРД. Различают ДУ с вытеснительной и насосной подачей.

В составе ЖРД с насосной подачей имеются насосы и агрегат для их привода; им чаще всего является газовая турбина. Ее объединяют вместе с одним или двумя насосами в так называемый *турбонасосный агрегат* (ТНА). Для привода турбины в составе ЖРД с ТНА необходимо иметь газогенератор. В зависимости от того, выбрасывается ли отработанный газ из турбины в окружающую среду или вводится в основную камеру и дожигается в ней, различают двигатели без дожигания и двигатели с дожиганием.

Вытеснительной подачей называют подачу компонентов топлива в камеру путем их вытеснения из топливных баков.

В составе ЖРД с вытеснительной подачей нет агрегатов подачи; они входят в состав ДУ. Для вытеснения компонентов топлива в газовые объемы баков подается газ, заранее запасенный под высоким давлением в специальном баллоне либо вырабатываемый в жидкостном (ЖГГ) или твердотопливном (ТГГ) газогенераторе.

ДУ с ЖРД различают также по следующим признакам, в основном одинаково пригодным для обоих видов подачи.

1. **По числу используемых компонентов топлива различают одно-, двух- и трехкомпонентные ДУ.**

В*однокомпонентных* ДУ, в которых наиболее часто используют вытеснительную подачу, система подачи относительно простая - имеются бак и магистраль только одного компонента и требуется обеспечить подачу в двигатель лишь одного компонента. В качестве однокомпонентного топлива на начальном этапе разработки вспомогательных однокомпонентных ДУ для ИСЗ, КА и КК использовалась высококонцентрированная

(80...95 %) перекись водорода H_20_2. В настоящее время такие вспомогательные ДУ применяют лишь в системах ориентации ступеней некоторых японских РН.

В других вспомогательных однокомпонентных ДУ перекись водорода вытеснена гидразином, при этом обеспечено увеличение удельного импульса примерно на 30 %. Кроме того, гидразин обладает длительной стабильностью при хранении; он более стабилен, чем перекись водорода, которая при контакте со многими конструкционными материалами и при наличии загрязнений легко разлагается. Широкому применению гидразина в ЖРДМ1 в значительной степени способствовало создание высоконадежных катализаторов с большим ресурсом, в частности катализатора "Шелл-405". Однако применение гидразина в ДУ сопряжено с определенными трудностями в связи с его токсичностью, высокой стоимостью, загрязнением окружающей среды при его производстве, а также в связи со склонностью гидразина к детонации (например, при адиабатном сжатии паров в магистрали ДУ на переходных режимах ее работы). ИСЗ и КА, выводимые на орбиту в грузовом отсеке МТКК, считаются опасным грузом, если их ДУ заправлена гидразином.

Однокомпонентные ДУ отличаются высокой надежностью. Например, коррекция стационарной орбиты ИСЗ связи ATS-1 обеспечивалась с помощью ДУ, в состав которой входили ЖРДМТ, работавшие на перекиси водорода в течение очень длительного срока (более 19 лег), и эксплуатация спутника была прекращена лишь после его израсходования в баке ДУ.

Наиболее широко применяют*двухкомпонентные* ДУ, обладающие более высокими энергетическими характеристиками по сравнению с однокомпонентными ДУ. Но двухкомпонентные ДУ сложнее по конструкции, чем однокомпонентные. Из-за наличия баков окислителя и горючего, более сложной системы трубопроводов и необходимости обеспечения требуемого соотношения компонентов топлива (коэффициента Km). В ДУ ИСЗ, КК и КА часто применяют не один, а несколько баков окислителя и горючего, что дополнительно усложняет систему трубопроводов двухкомпонентной ДУ.

Трехкомпонентные ДУ относятся к числу перспективных.

2. **По числу используемых топлив** все ДУ, применяемые в настоящее время, являются*однотопливными,* т.е. их двигатели все время работают на одном и том же топливе. Однако уже предложены схемы ДУ, в которых двигатели на начальном этапе полета работают на одном топливе (например, $(O_2)_ж$ + керосин), а на завершающем этапе - на другом топливе (например, $(O_2)_ж$ + $(H_2)_ж$). Такие ДУ называют*двухтопливными.* Для них рассматривают применение только насосной подачи.

3. **По особенностям используемых ЖРТ и их компонентов** их подразделяют:

по относительному значению давления насыщенного пара или критической температуре;

по различному взаимодействию при контакте их компонентов; по уровню энергетических характеристик ЖРТ; по токсичности и коррозионной активности компонентов.

По относительному значению давления насыщенного пара или критической температуре *различают высококипящие, низкокипящиеи криогенные компоненты ЖРТ./*

Высококипящим компонентом ЖРТ называют компонент ракетного топлива, имеющий при максимальной температуре в условиях эксплуатации или хранения давление насыщенного пара ниже допустимого уровня по условиям прочности топливных баков.'

Высококипящие компоненты топлива могут длительное время храниться в земных условиях (температура кипения значительно выше нормальной температуры); к таким компонентам относятся, в частности, керосин (RP-1) и этанол (этиловый спирт).

Высококипящие компоненты топлива можно хранить в конденсированном состоянии в герметичных стационарных емкостях и топливных баках без охлаждения компонентов, при этом практически нет потерь на испарение.

Низкокипящим компонентом ЖРТ называют компонент жидкого ракетного топлива, имеющий при максимальной температуре в условиях эксплуатации или хранения давление насыщенного пара выше допустимого уровня по условиям прочности топливных баков.

Низкокипящие компоненты топлива способны длительное время храниться в космических условиях (температура их кипения лишь немного ниже нормальной температуры); к таким компонентам топлива относят, в частности, горючие пропан C_3H_8 и аммиак NH_3, а также такой окислитель, как азотный тетраксидN_2O_4. Низкокипящий компонент топлива нельзя хранить в конденсированном состоянии в герметичных топливных баках без его охлаждения или возврата конденсата.

Криогенным компонентом ЖРТ называют компонент жидкого ракетного топлива, имеющий критическую температуру, меньшую, чем максимальная температура в условиях эксплуатации или хранения.

У криогенных компонентов топлива температура кипения при нормальных условиях ниже 100 К. Их нельзя хранить в конденсированном состоянии в герметичных емкостях без охлаждения или возврата конденсата.

Для исключения больших потерь на испарение баки и магистрали криогенных компонентов топлива должны обладать эффективной и обычно достаточно массивной теплоизоляцией, а при использовании в составе КА требуется система конденсации испаряющихся компонентов, что усложняет конструкции ДУ и требует затрат энергии. К криогенным компонентам топлива относятся жидкие кислород, водород, фтор и метан.

По различному взаимодействию при контакте компонентов ЖРТ подразделяют на самовоспламеняющиеся, ограниченно-самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся.

Самовоспламеняющимся жидким топливом называют жидкое ракетное топливо, воспламеняющееся при контакте компонентов в жидком достоянии во всем диапазоне давлений и температур, имеющих место при эксплуатации ЖРД; к самовоспламеняющимся топливам относятся топлива N_2O4 + ММГ, N_2O_4 + N_2H_4, N_20_4 + НДМГ, а также все топлива на основе фтора.

Несамовоспламеняющимися топливами являются все топлива на основе кислорода, в том числе $(O_2)_ж$ + керосин (RP-1) и $(O_2)_ж$ + $(H_2)_ж$.

По уровню энергетических характеристик ЖРТ *можно выделить топлива:*

- низкоэнергетические (с относительно низким удельным импульсом - однокомпонентные и др.);

- среднеэнергетические (со средним удельным импульсом - $(O_2)_ж$ + керосин (RP-1), N_2O_4 + ММГ и др.);

высокоэнергетические (с высоким удельным импульсом : $(O_2)_ж$+ + $(H_2)_ж$ и др,).

По токсичности и коррозионной активности компонентов *различают ЖРТ;*

- на нетоксичных и некоррозионно-активных компонентах топлива - $(O_2)_ж$, углеводородные горючие и др.;

- на токсичных и коррозионно-активных компонентах топлива - ММГ, НДМГ и особенно $(F_2)_ж$.

4. **По развиваемой тяге** различают ДУ: малой тяги (менее 1600 Н); средней тяги (1,6 кН ... 10 МН) ; большой тяги (1 ... 10 МН) ; сверхбольшой тяги (свыше 10 МН).

5. **По особенностям режима работы** ДУ подразделяют: по характеру работы, числу циклов работы и по возможности и диапазону изменения тяги.

По характеру работы различают ДУ непрерывного действия и импульсные ДУ.

ДУ непрерывного действия могут быть с одноразовым и многократным включением; у них время непрерывной работы значительно больше времени выхода на номинальный режим и времени спада тяги.

У импульсных ДУ за коротким периодом работы следует также короткий период, в течение которого двигатель выключен, причем указанные периоды часто сменяют один другой. Импульсные ДУ необходимы, в частности, для систем стабилизации и ориентации спутников и космических аппаратов.

По числу циклов работы *различают ДУ:*

- с одним циклом работы (SSME, F-1, РД-107, РД-108, РД-253 и др.); с несколькими циклами работы (J-2 и др.);
- с многочисленными (до 10^6) циклами работы (большинство ЖРДМТ).

По возможности и диапазону изменения тяги можно выделить ДУ:

- с неуправляемой тягой;
- с относительно небольшим (±5 ... 10 %) диапазоном изменения тяги;
- со средним дросселированием (например, у ЖРД SSME до 65 %$p_{ном}$) ;
- с глубоким дросселированием (например, до 10 %$p_{ном}$у посадочного ЖРД лунной ступени КК "Аполлон"). /

6. **По месту заправки** компонентами топлива различают **ДУ** с заправкой перед стартом и заправкой на заводе-изготовителе (снаряженные **ДУ).**

7. **По степени связи баков и двигателей** (блоков двигателей) **в соста**ве ДУ (для ИСЗ, КА, КК или ступеней РН, имеющих блоки двигателей одинакового или разного назначения, например основные (маршевые) двигатели и вспомогательные двигатели (двигатели ориентации и др.).

8. ДУ подразделяют на автономные, объединенные и частично связанные.

В*автономных* ДУ каждый двигатель или блок двигателей использует для своей работы компоненты топлива из отдельных баков, т.е. такие ДУ по пневмогидравлической схеме не зависят друг от друга.

Недостаток автономных ДУ состоит в том, что для каждой ДУ в баках необходимо предусмотреть остатки компонентов топлива, причем они не могут быть использованы двигателями другой ДУ.

В*объединенных* ДУ все двигатели (одиночные или в виде блоков) используют общие топливные баки. Например, остатки компонентов топлива маршевой ДУ ИСЗ или КА (она обычно имеет небольшое число циклов работы) можно использовать для двигателей вспомогательной ДУ (например, ДУ ориентации), для которых характерны очень малые расходы компонентов топлива. В этом случае время ее работы можно заметно увеличить, при этом увеличивается срок эксплуатации ИСЗ или КА, часто зависящий именно от наличия компонентов топлива для двигателей ориентации. При том же сроке эксплуатации ИСЗ и КА можно уменьшить массу компонентов топлива (для некоторых ИСЗ на 20...40 кг) и снизить стоимость указанных аппаратов. Поэтому во всех вновь разрабатываемых зарубежных ИСЗ, КК и КА отдают предпочтение объединенным ДУ.

Большим преимуществом объединенных ДУ является также то, что в случае выхода из строя основного двигателя ДУ он может быть отключен, а необходимый маневр выполняется с помощью вспомогательных двигателей. Это существенно повышает надежность КА.

Примером объединенной ДУ являются блоки ДУ орбитального маневрирования второй ступени МТКК "Спейс шаттл"; ее ЖРД могут работать как от баков, расположенных в той же гондоле, так и от баков другой гондолы. Для объединения указанных блоков используются магистрали закольцовки, причем на магистрали окислителя и на магистрали горючего имеются параллельно дублированные клапаны.

В частично связанных ДУ предусматривается возможность работы ДУ меньшей тяги от баков ДУ большей тяги. Примером таких ДУ являются ДУ орбитального маневрирования и ДУ РСУ МТКК "Спейс шаттл". Задние блоки ДУ ориентации могут

работать с отбором компонентов топлива из баков ДУ орбитального маневрирования, причем в этом случае последние работают в режиме расширения газовой подушки в диапазоне давления от 1,83 до 1,643 МПа. Для этих целей имеются магистрали окислителя и горючего для закольцовки баков ДУ орбитального маневрирования и ДУ РСУ, на которых установлены параллельно дублированные отсечные клапаны. Указанная связь обеспечивает дополнительную гибкость и надежность эксплуатации МТКК.

9. По способу обеспечения забора компонентов топлива баков различают ДУ:

- с использованием вспомогательных РД малой тяги (РДТТ или ЖРД) для осаждения компонентов топлива в баках перед запуском в условиях невесомости;

- с разделительным устройством (например, упругой мембраной в баках для ДУ с вытеснительной подачей) ;

- с капиллярно-заборными устройствами в баках, использующими силы поверхностного натяжения жидкости.

10. По типу стабилизации, для которого предназначена ДУ, различают ЛА с трехосной стабилизацией и ЛА, стабилизируемые вращением.

В состав ДУ ЛА с трехосной стабилизацией входят двигатели, обеспечивающие управление по тангажу, курсу и крену (в том числе путем отклонения двигателей в шарнирных или карданных подвесах).

Для ИСЗ с ЖРД предпочтительной является трехосная стабилизация. В состав ИСЗ часто входит инерциальная система отсчета, которую можно использовать и при выведении. При трехосной стабилизации можно значительно раньше, чем при стабилизации вращением, развернуть антенны и солнечные батареи.

ДУ ЛА, стабилизируемые вращением, включают в себя двигатели, создающие крутящий момент. Частота вращения ЛА может быть от 1 до 90 мин$^{-1}$ (ИСЗ "Симфония").

Стабилизация вращением применяется для межорбитальных буксиров (за исключением буксира IUS, где использована трехосная стабилизация) . Стабилизацию вращением проще реализовать, чем трехосную стабилизацию.

11. По надежности различают ДУ:

- нормальной надежности;

- повышенной надежности; повышенной надежностью обладают одно- и двухкомпонентные объединенные ДУ, в которых широко используются дублирование и резервирование узлов и агрегатов. Ниже рассмотрены некоторые примеры дублирования и резервирования, в том числе при описании схем конкретных ДУ.

Дублированные клапаны использовались на линии вытесняющего газа и в топливных магистралях ДУ орбитального блока КА "Викинг-75".

В апогейной ДУ ИСЗ "Лисат" применены два ЖРД, но намеченный маневр может выполнить один двигатель (второй является резервным).

Если в одном из двух указанных двигателей клапан по какой-либо причине заклинит в закрытом положении, то компоненты топлива перепускаются ко второму двигателю. Если клапан заклинит в открытом положении или возникнет опаснаянегерметичность одного из двигателей, то перекрываются топливные магистрали к нему. ,

ДУ КА "Галилей" (она аналогична ДУ ИСЗ "Симфония") является полностью зарезервированной с двумя блоками по семь двигателей в каждом.

11. По особенностям разработки ДУ для данного КА ДУ подразделяются на вновь разработанные, модифицированные и стандартные.

Модифицированные ДУ основываются на ранее разработанных ДУ; но срокам разработки и надежности такие ДУ часто превосходят вновь разработанные ДУ.

Стандартные ДУ можно использовать в различных ЛА (в частности, в различных ИСЗ).В стандартных ДУ масса компонентов топлива, заправляемая в баки, различна в зависимости от конкретной задачи данного ЛА.

3.6. Основные параметры и характеристики ЖРД

К числу основных параметров и характеристик ЖРД относятся следующие.

1. *Тяга ЖРД* - равнодействующая реактивной силы ЖРД и сил давления окружающей среды, действующих на его внешние поверхности, за исключением сил внешнего аэродинамического сопротивления. Различают тягу на земле (на уровне моря) и в пустоте. Из определения тяги ЖРД следует, что тяга двигателя в пустоте имеет наибольшее значение, а при наличии давления окружающей атмосферы тяга соответственно снижается. Например, тяга ЖРД SSME в пустоте равна 2,09 МН, а на земле - 1,67 МН; тяга самого мощного в мире ЖРД РД-170 каждого из четырех блоков первой ступени советской ракеты-носителя (РН) "Энергия" составляет 7,4 МН на земле и 8,06 МН в пустоте.

2. *Удельный импульс тяги ЖРД* (удельный импульс ЖРД) - отношение тяги ЖРД к массовому расходу топлива ЖРД. Аналогично тяге удельный импульс ЖРД максимален в пустоте и соответственно уменьшается при наличии давления окружающей среды. Удельный импульс ЖРД в пустоте является важнейшим параметром двигателя, характеризующим эффективность жидкого ракетного топлива и совершенство конструкции двигателя. Наибольшее значение удельного импульса имеют кислородно-водородныеЖРД. Например, для ЖРД SSME удельный импульс в пустоте равен 4464 м/с, а на земле - 3562 м/с.

3. *Удельная масса ЖРД* - отношение массы залитого ЖРД к его наибольшей тяге на основном режиме, причем масса залитого ЖРД определяется массой ЖРД (массой конструкции ЖРД) и компонентов топлива, заполняющих его трубопроводы и агрегаты при работе. При наличии нескольких основных режимов ЖРД его удельную массу определяют по наибольшей тяге. При проектировании стремятся обеспечить минимальное значение удельной массы. Удельная масса ЖРД F-1 и SSME равна 1,02 и 1,48 г/Н соответственно.

4. *Тип ЖРТ.* Обычно каждую ДУ конструируют для вполне определенного топлива, причем от него в значительной степени зависят удельные параметры ЖРД и ДУ и эффективность их применения в составе ЛА. В настоящее время наибольшее применение в качестве топлива находят жидкий кислород и жидкий водород, жидкий кислород и углеводородное горючее (в особенности керосин), а также азотный тетроксидN_20_4 (четырехокись азота) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

5. *Время работы ЖРД* - время от первой команды на запуск ЖРД до первой команды на его выключение. Для ЖРД многократного включения время работы равно суммарному времени работы ЖРД, соответствующему всем циклам работы. Обычно для ЖРД одноразового включения время работы не превышает 1000 с. Для двигателей многократного включения кроме времени их работы (суммарного времени непрерывной работы при каждом цикле) задают число циклов работы, а также минимальное и максимальное время (паузу) между ними. Например, ЖРД J-2 третьей ступени РН "Сатурн-5" при первом цикле работал 180 с, а затем следовала пауза 4,5 ч, после чего двигатель повторно работал 300 с.

6. *Ресурс работы ЖРД* - суммарное время работы ЖРД, в течение которого гарантируется обеспечение всех его параметров в заданном диапазоне допусков. Обычно ресурс работы ЖРД в несколько (три и более) раз превышает время его работы в составе J1A. Для ЖРД, используемых в составе многоразовых транспортных космических кораблей (МТКК), указанный ресурс превышает время работы в одном полете в несколько десятков раз. Например, ЖРД SSME рассчитан на 55 полетов, и ресурс его работы (без капитального ремонта) согласно техническому заданию составляет $27 \cdot 10^3$ с (7,5 ч).

Ресурс работы ЖРД малой тяги (ЖРДМТ), являющихся ЖРД многократного включения, характеризуется как временем работы, так и числом циклов работы. Например, для ЖРД R40A (основного ЖРД ДУ реактивной системы управления МТКК

"Спейс шаттл") ресурс работы составляет $2 \cdot 10^4$ с и $5 \cdot 10^4$ циклов работы, а для ЖРД R-1E-3 (вспомогательного ЖРД той же ДУ) - $125 \cdot 10^3$ с и $5 \cdot 10^5$ циклов работы.

7. *Число основных режимов работы.* Различают *однорежимные ЖРД* (двигатели с одним основным режимом работы) и *многорежимные ЖРД* (двигатели с несколькими основными режимами работы). ЖРД большой тяги являются однорежимными двигателями, но р последнее время за рубежом опубликовано большое число проектов двухрежимных ЖРД, в основном для одно- и двухступенчатых МТКК.

8. *Диапазон изменения тяги.* Для выполнения программы полета ЛА часто возникает необходимость в изменении тяги двигателя, что обеспечивается изменением массового расхода топлива в камеру ЖРД. Например, тяга ЖРД SSME в полете может изменяться в диапазоне 65...109 % Рном- На 60...80-й секунде полета МТКК "Спейс шаттл" тяга всех трех ЖРД SSME снижается примерно до 65 %$P_{НОМ}$ для уменьшения нагрузок на корабль в зоне максимального скоростного напора. Непосредственно перед 500-й секундой полета тяга указанных двигателей непрерывно снижается, чтобы перегрузки на космонавтов не превышали значения$3g_3$.

9. *Давление в камере $p_к$*- среднее статическое давление продуктов сгорания в начале камеры сгорания у смесительной головки.

10. *Импульс тяги ЖРД*- интеграл от тяги ЖРД по времени. Значение импульса тяги ЖРД равно площади под кривой зависимости тяги двигателя от времени его работы. Указанный параметр особенно важен для ЖРД ИСЗ и КА, предназначенных для коррекции их траектории или орбиты.

3.7. Маршевые жидкостные ракетные двигатели КА и их характеристики

Условия, в которых находятся эти аппараты, - невесомость, глубокий вакуум, космический холод, тепловое излучение Солнца и планет - оказывают существенное влияние на работу космических двигательных установок с ЖРД и во многом определяют их конструкцию и характеристики.

В условиях невесомости, например, топливо, находящееся в баках, хаотически перемешивается (если не принимать соответствующих мер) с пузырями газа, использующегося для наддува баков. Если при включении ЖРД в него попадет газ, произойдет нарушение рабочего процесса двигателя с вероятным выходом из строя его основных агрегатов. Чтобы этого не случилось, в топливных баках ЖРД космических аппаратов предусматриваются специальные элементы, разделяющие газ и жидкость: эластичные мешки, упругие мембраны, сильфоны и т. д. Разделение газа и жидкого топлива может быть осуществлено также благодаря специальной конструкции заборных топливных устройств (сетчатые, капиллярные) и созданием в момент включения ЖРД искусственной силы тяжести с помощью вспомогательных двигателей.

Глубокий вакуум, в условиях которого работают ЖРД космических аппаратов, является причиной того, что поверхности элементов двигателя покидают адсорбированные на этих поверхностях газовые молекулы, а также частицы конструкционных материалов, покрытий, смазки. Изменение фрикционных свойств поверхностей, вызванное этими процессами, может вызвать самопроизвольную сварку контактирующих металлических частей. Последующее осаждение удаленных металлических частиц на элементах электрооборудования ЖРД может привести к короткому замыканию. Все эти нежелательные явления накладывают определенные ограничения на выбор материалов для ЖРД, компоновку двигателя и его размещение на космическом аппарате.

Кроме того, в ряде случаев при проектировании космических двигательных установок с ЖРД следует учитывать отрицательное влияние космической радиации на используемые материалы и рабочие продукты.

Изложенные соображения относятся ко всем ЖРД, работающим в космосе. Особенности конкретных образцов этих двигателей определяются теми задачами, для решения которых они предназначены.

В данном разделе рассмотрим маршевые (или основные) ЖРД КА, обеспечивающих значительное изменение скорости космических аппаратов, которое связано обычно с операциями перевода аппаратов с орбиты искусственного спутника планеты на траекторию полета к другой планете или в космическое пространство, перевода аппаратов с траектории полета на орбиту искусственного спутника, посадки на планету и взлета с нее, перевода с промежуточной орбиты на другую орбиту и т. д. В ряде случаев значительное изменение скорости космического аппарата производится при операциях маневрирования и коррекции траектории полета.

В соответствии с решаемыми задачами основные ЖРД космических аппаратов могут быть разгонными, тормозными, корректирующими, взлетными, посадочными и т. д. Один двигатель может выполнять и несколько функций, включая вспомогательные.

Отдельные образцы рассматриваемых ЖРД существенно различаются между собой по конструкции и характеристикам: они выполняются как с насосной, так и с вытеснительной подачей топлива. Тяга этих ЖРД охватывает диапазон от десятков килограммов до нескольких тонн и может быть как регулируемой, так и нерегулируемой; они могут непрерывно работать десятые доли секунды и несколько тысяч секунд; число включений таких ЖРД колеблется от одного до нескольких десятков. Безотказная работа всех этих двигателей в условиях космоса обеспечивается в большой степени применением в них высококипящего самовоспламеняющегося двухкомпонентного топлива или высококипящего монотоплива.

В отечественных космических аппаратах широко применяются ЖРД с насосной подачей двухкомпонентного топлива, с регенеративно охлаждаемыми камерами. В зарубежных космических аппаратах применяются двигатели только с вытеснительной подачей топлива, камеры которых чаще всего охлаждаются путем абляции или радиационно, а также за счет создания защитной газожидкостной пленки.

Ниже представлены некоторые образцы советских и американских двигателей, дающие представление об основных ЖРД космических аппаратов.

3.6.1. ЖРД тормозной двигательной установки космических кораблей «Восток» и «Восход»

ЖРД тормозной двигательной установки космических кораблей «Восток» и «Восход»(разработка предприятия «КБхиммаш» под руководством А. М. Исаева) представлял собой однокамерный ЖРД с насосной подачей высококипящего самовоспламеняющегося топлива, состоящего из азотнокислотного окислителя и горючего на основе аминов. ЖРД развивал тягу 1614 кг и удельный импульс 2610 м/спри давлении в камере сгорания около 57 атм. ЖРД являлся частью тормозной двигательной установки ТДУ-1, которая создавала тяговый импульс для перевода космического корабля с орбиты искусственного спутника Земли на траекторию спуска. ЖРД размещался в центре блока топливных баков тороидальной формы. Такая компоновка двигательной установки обеспечивала компактность и малый вес конструкции.

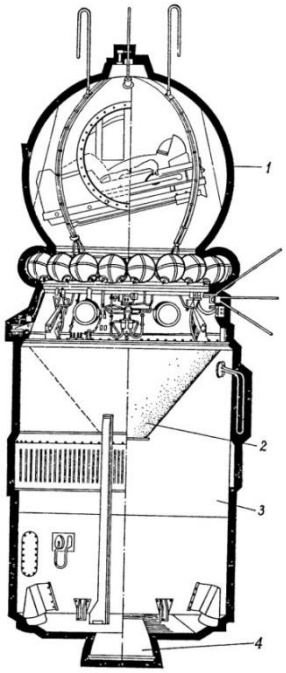


Рис. 3.6. Космический корабль «Восток» с последней ступенью ракеты 1 - спускаемый аппарат корабля; 2 - тормозная двигательная установка; 3 - последняя ступень ракеты «Восток»; 4 - ЖРД ракетной ступени

Подача топлива в ЖРД при его включении в условиях орбитального полета обеспечивалась установленными в баках эластичными мембранами, разделяющими топливо и газ наддува (азот). Условия для нормального воспламенения топлива в камере сгорания создавались изолированием полости камеры сгорания от окружающей среды с помощью тонкой заглушки, впаянной в реактивное сопло в области минимального сечения. С началом работы ЖРД эта заглушка выбрасывалась образующимися в камере сгорания газами.

ТДУ-1 применялась на первых советских космических кораблях «Восток», пилотируемых Ю. А. Гагариным и Г. С. Титовым, и в несколько модифицированном виде на последующих кораблях этого типа, а также кораблях «Восход».

ТДУ-1 в составе космического корабля «Восток» представлен на рис. 3.6.

3.6.2. Двигатели автоматических межпланетных станций «Луна», «Венера», «Марс»

Успешные полеты советских автоматических межпланетных станций (АМС) для исследования планет Солнечной системы были обеспечены двигательными установками с ЖРД.

Запуски АМС к Луне были начаты еще в 1959 г. Вначале решалась задача попадания в Луну. В связи с этим полет первых трех АМС типа «Луна» происходил по баллистической траектории, и они не были снабжены собственными двигателями. Решение более сложных задач по исследованию Луны, которые встали перед наукой, потребовало создания для АМС специальных двигательных установок и запуска аппаратов с орбиты искусственного спутника Земли путем включения двигателя последней ступени космической ракеты.

АМС, совершившие впервые в мире (в 1966 г.) мягкую посадку на Луну и выход на окололунную орбиту, были снабжены корректирующей тормозной двигательной установкой КТДУ-1(разработка предприятия «КБхиммаш» под руководством А. М. Исаева). В нее входил однокамерный ЖРД с насосной подачей того же топлива, что применялось в двигателе космического корабля «Восток». При давлении в камере сгорания около 64 атм ЖРД развивал тягу 4640 кг и удельный импульс 2720 м/с.

Подача топлива в ЖРД без газовых включений при его запуске обеспечивалась установленными в баках сетчатыми разделителями, использующими свойство поверхностного натяжения жидкости в ячейках мелкой металлической сетки. В полете двигатель включался дважды. Первое включение ЖРД обеспечивало коррекцию траектории движения АМС к Луне, второе - торможение для перевода АМС на орбиту искусственного спутника Луны или для гашения скорости сближения АМС с Луной до безопасной величины.

Заданное направление полета и определенное положение АМС в пространстве обеспечивались рулевымисоплами, в которые поступал отработанный газ турбины. Эти же сопла обеспечивали (при неработающей камере) конечную скорость сближения АМС с лунной поверхностью.

Последние варианты АМС типа «Луна» доставили на Землю образцы лунного грунта и на поверхность Луны автоматические самоходные аппараты «Луноход-1» и «Луноход-2». Успешное осуществление этих сложных задач было обеспечено созданием новой унифицированной корректирующей тормозной двигательной установки и, кроме того, ЖРД для взлетной ступени АМС («Луна-16» и «Луна-20»). Двигательная установка работала на высококипящих самовоспламеняющихся топливах, содержащих несимметричный диметилгидразин, и состояла из двух автономных блоков (основного и малой тяги). Основной блок состоит из однокамерного ЖРД с насосной подачей топлива и рассчитан на работу в трех различных режимах тяги(от 1930 до 750 кг) и многократное

включение (до 11 раз). Блок малой тяги содержит двухкамерный ЖРД одноразового действия с вытеснительной подачей топлива (гелием); он рассчитан также на работу в трех различных режимах тяги(от 210 до 350 кг). Для ЖРД основного блока удельный импульс составляет 3080 м/с, а суммарное время работы - 650 с; для ЖРД блока малой тяги эти параметры равны соответственно 2490 м/с и 30 с.

Двигательная установка выполнена цельносварной, причем камера ЖРД основного блока является силовым элементом, к которому крепятся все другие элементы.

Двигатель взлетной ступени АМС «Луна» представляет собой ЖРД с насосной подачей того же топлива, на котором работает ЖРД блока малой тяги. Двигатель развивает тягу 1920 кг при давлении в камере сгорания около 94 атм. На рис. 3.7 показан старт взлетной ступени АМС «Луна-16».

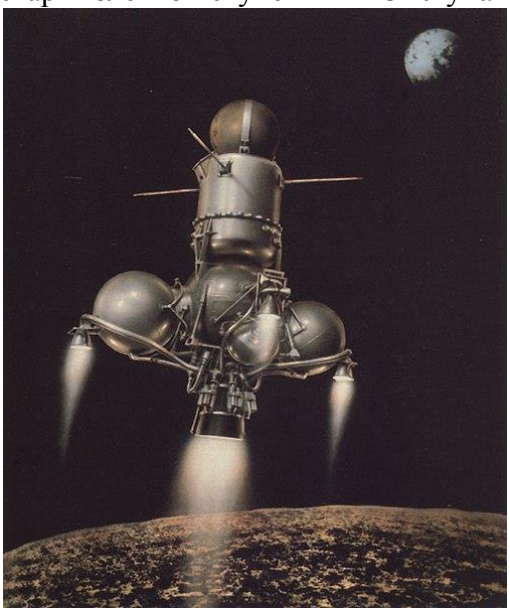


Рис. 3.7. Старт взлетной ступени АМС «Луна-16»

Советской науке принадлежит ведущая роль в изучении Венеры. Запуски АМС к этой планете были начаты в СССР в 1961 г. Первоначально схемы полетов предусматривали вход АМС в атмосферу Венеры со второй космической скоростью, с отделением от АМС спускаемых аппаратов, тормозящихся за счет аэродинамического сопротивления. Траектория полета АМС к Венере обеспечивалась при помощи корректирующей двигательной установки с ЖРД. ЖРД корректирующей тормозной двигательной установкой КТДУ-1 (рис. 3.8) представлял собой двигатель с вытеснительной подачей топлива, работающий на азотнокислотном окислителе и несимметричном диметилгидразине. ЖРД был установлен в карданном подвесе; при давлении в камере сгорания 12 атм развивал тягу 200 кг и удельный импульс 2670 м/с.

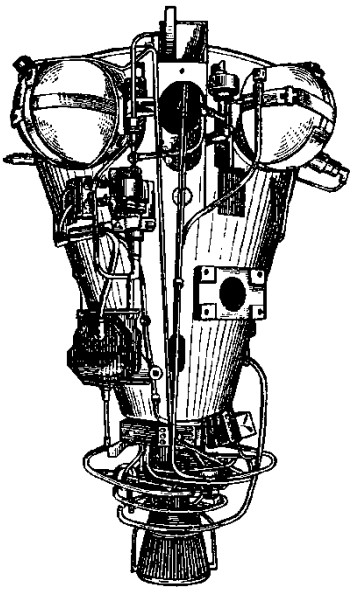


Рис. 3.8. Корректирующая тормозная двигательная установка первых АМС «Венера»

Описанный двигатель обеспечил полет станций «Венера», спускаемые аппараты которых впервые произвели плавное снижение в атмосфере Венеры (1967 г.) и осуществили передачу информации с поверхности этой планеты (1970 г.). Аналогичные ЖРД использовались в программе исследования космоса с помощью АМС серии «Зонд», последние варианты которых совершили облет Луны с последующим возвращением на Землю. Такие же двигатели применялись на спутниках связи «Молния-1» и первой АМС, запущенной к Марсу.

Последующие достижения советской науки и техники висследовании планет Солнечной системы были связаны с разработкой более совершенных двигательных установок с ЖРД. Так, например, для АМС «Марс» были созданы корректирующиетормозные двигатели с насосной подачей топлива, способные надежно работать в условиях многомесячного космического полета в различных режимахтяги (примерно от 1000 до 1900 кг) и при многократном включении (до семи раз). Давление в камерах сгорания этих ЖРД превышает 95 атм, а удельный импульс достигает 3090 м/с-

3.6.3.ЖРД космического корабля «Союз»

Корабль «Союз» оснащается сближающе-корректирующей двигательной установкой, в состав которой входят два ЖРД - основной и дублирующий. Основной ЖРД создает импульсы тяги для коррекции орбиты корабля «Союз», его маневров в процессе сближения с другим космическим кораблем и для торможения корабля в процессе спуска с орбиты искусственного спутника Земли. Дублирующий ЖРД работает в случае отказа основного и при недопустимых отклонениях в работе вспомогательных ЖРД (которыми также оснащен корабль).

Оба ЖРД двигательной установки представляют собой двигатели с насосной подачей топлива (азотноки-лотный окислитель - несимметричный диметилгидразин) с нерегулируемой тягой около 415 кг. Удельный импульс основного ЖРД составляет почти 2770 м/с, давление в камере сгорания - 40 атм, на выходе из сопла - 0,04 атм. Этот двигатель - однокамерный в отличие от двухкамерного дублирующего. Основной ЖРД снабжен рулевыми соплами, в которые поступает отработанный газ турбины.

Этот двигатель является первым ЖРД с насосной подачей топлива, который позволял осуществлять безотказный многократный запуск и работать как в течение длительного времени (несколько сотен секунд), так и в режиме кратковременных импульсов (продолжительностью в десятые доли секунды).

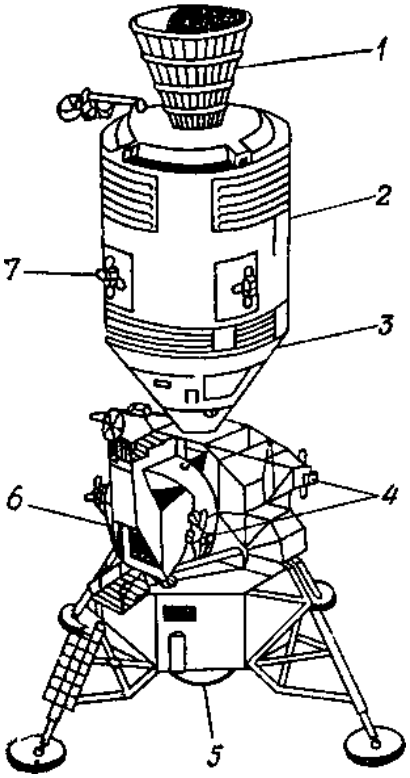


Рис. 3.10. Космический корабль «Аполлон»: 1,5 -основные ЖРД;2- служебный отсек; 3 - возвращаемый аппарат (отсек экипажа); 4,7- вспомогательные ЖРД реактивных систем управления; 6 - лунный отсек

3.6.4. Двигатели космического корабля «Аполлон»

Космический корабль «Аполлон», на котором в 1969—1972 гг. осуществлялись полеты американских космонавтов на Луну, оснащен тремя основными ЖРД в соответствии со структурной схемой корабля, которая представлена на рис. 3.9.

В служебном отсеке корабля установлен ЖРД AJ10-137 фирмы «Аэроджет». Он обеспечивает проведение коррекции траектории полета корабля к Луне, вывод корабля на окололунную орбиту, перевод отсека экипажа с этой орбиты на траекторию полета к Земле (при возвращении космонавтов), коррекцию траектории.

ЖРД развивает тягу 9,3 т, вес его составляет 370 кг, высота - 3,9 м.

На посадочной ступени лунного отсека установлен ЖРД LMDE фирмы Томпсон-Рамо-Вулдридж. Тяга этого ЖРД регулируется в диапазоне 4,5-0,45 т, вес его составляет 170 кг, высота - 2,5 м. На взлетной ступени лунного отсека установлен ЖРД RS18 фирмы «Рокетдайн». Тяга этого ЖРД составляет 1,6 т, вес - 90 кг, высота - 1,3 м. Двигатели лунного отсека показаны на рис. 3.11.

Все три ЖРД основаны на общих принципах, тех же, что и двигатель AJ10-137, описанный выше в разделе, посвященном ЖРД космических ракет: они являются однокамерными двигателями с вытеснительной подачей (гелием) топлива (азоттетроксид—аэрозин). Двигатели работают при низком давлении в камере сгорания (7- 8,4 атм), камера рассчитана на абляционное и радиационное охлаждение и использование газожидкостной пленки горючего. Сравнительно высокий удельный импульс ЖРД (от 2980 м/с для LMDE до 3080 м/с для

AJ10-137) достигнут за счет реактивных сопел с большой геометрической степенью расширения. Продолжительный ресурс работы (от 10 мин для RS18 до 15 мин для LMDE) обеспечивается снижением температуры газов в камере сгорания за счет выбора соответствующего соотношения компонентов топлива.

ЖРД AJ10-137 и LMDE установлены в карданных подвесах и могут отклоняться при помощи электроприводов. Все три ЖРД включаются топливными клапанами окислителя и горючего, объединенными в единые блоки. Эти клапаны и другие элементы системы управления ЖРД резервированы с целью повышения надежности двигателей. В случае выхода из строя двигательной установки с ЖРД AJ10-137 возвращение экипажа на Землю может быть обеспечено при помощи посадочного ЖРД LMDE. Эта возможность была успешно реализована при аварийном полете космического корабля «Аполлон» к Луне в 1970 г. («Аполлон-13»).

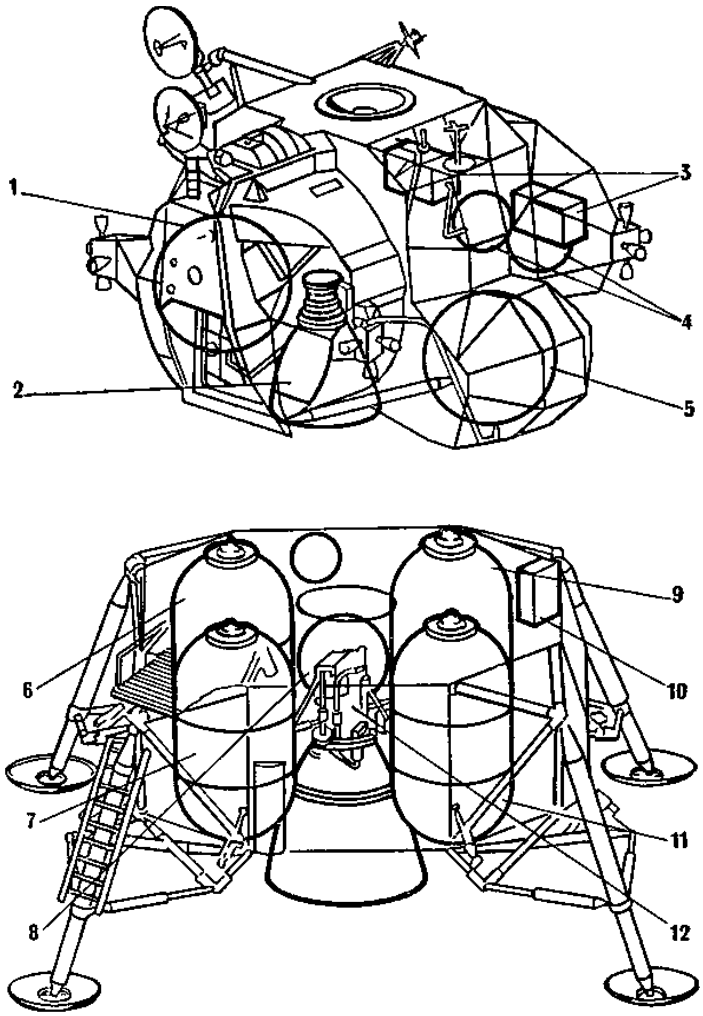


Рис. 3.11. Размещение основных ЖРД лунного отсека космического корабля «Аполлон» (вверху показана взлетная ступень отсека): *1, 7, 9*- баки окислителя; *2*- взлетный ЖРД;*3, 10*- агрегаты системы наддува топливных баков; *4, 8*- баллоны с гелием для наддува топливных баков; *5, 6. 11*- баки горючего; *12*- посадочный ЖРД

3.6.5. Двигатели автоматических межпланетных станций «Викинг»

Американская программа исследования Марса включала посадку на его поверхность в июле - сентябре 1976 г. двух АМС «Викинг», состоящих из орбитального и спускаемого аппаратов.

Орбитальный аппарат снабжен ЖРД RS2101C фирмы «Рокетдайн», предназначенным для коррекций межпланетной траектории полета АМС, вывода ее на

орбиту искусственного спутника Марса и коррекций этой орбиты. Указанный ЖРД является модификацией двигателя, использовавшегося для тех же целей в АМС «Маринер-9», которая в 1971 г. сфотографировала около 80% поверхности Марса с орбиты этой планеты.

RS2101C является однокамерным ЖРД с вытеснительной подачей высококипящего самовоспламеняющегося топлива (азотный тетраоксид-монометилгидразин). ЖРД рассчитан на 24 включения и суммарное время работы почти в 1 ч (длительность одного включения от 0,4 с до 45 мин). При давлении в камере сгорания 8атм двигатель развивает тягу около 140 кг и удельный импульс свыше 2850 м/с. ЖРД установлен в карданном подвесе. Вес двигателя составляет 8,2 кг, высота- 0,6 м, диаметр - 0,3 м.

Мягкая посадка спускаемого аппарата АМС «Викинг» обеспечивается тремя ЖРД MR-80A фирмы «Рокет Рисерч», работающими на монотопливе - гидразине. Указанный ЖРД представлен на рис. 3.12. Его тяга регулируется в диапазоне от 270 до 40 кг при длительности работы до 10 мин. В ЖРД предусмотрено большое количество реактивных сопел (18 шт.) с целью уменьшения степени повреждения и загрязнения марсианского грунта газовой струей работающего двигателя.

Указанный факт связан с одной из главных задач программы «Викинг» - исследованием проблемы существования жизни на Марсе, которая предполагает отбор и анализ образцов марсианского грунта. Эта задача предопределила выбор гидразинового монотоплива (а не двухкомпонентных топлив) для ЖРД посадочного отсека АМС. Дело в том, что реактивная струя гидразинового ЖРД имеет сравнительно невысокую температуру, не содержит нежелательных продуктов, и, наконец, посадочный отсек с двигательной установкой, заправленной гидразином, можно легко стерилизовать перед стартом путем выдержки при повышенной температуре - около 130°С (стерилизация аппарата производится с целью исключения возможного заноса на Марс земных микроорганизмов).

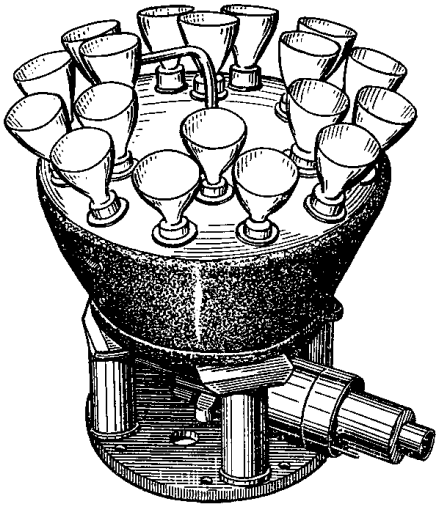


Рис. 3.12. ЖРД спускаемого аппарата АМС «Викинг»

3.6.6. Разгонный блок «Фрегат»

Для расширения диапазона орбит полезных нагрузок, выводимых с применением ракет-носителей среднего класса типа «Союз», в НПО им. С.А. Лавочкина по заказу Федерального космического агентства разработан разгонный блок (РБ) «Фрегат», предназначенный для использования в качестве четвертой ступени с перспективной РН «Союз-2». Совместное применение РН «Союз-2» с РБ «Фрегат» позволит в полном объеме выполнять задачи, ранее не доступные для всей номенклатуры семейства ракет типа Р-7А (РН «Союз», «Молния», «Восток»). При этом будет обеспечиваться выведение КА массой: до 4,78 тонн – на средние круговые орбиты; до 1,48 тонн – на высокие круговые орбиты; до 2,8 тонн – на высокоэллиптические орбиты; до 1,35 тонн – на геостационарную орбиту, а также выведение межпланетных станций на отлетные траектории.

Внешний вид разгонного блока «Фрегат» представлен на рис. 3.13.

В состав РБ «Фрегат» входят:

- маршевая двигательная установка (ДУ);
- двигательная установка стабилизации ориентации и обеспечения запуска (ДУ СОЗ);
- герметичные приборные отсеки;
- антенно-фидерная система (АФС);

- химические батареи;
- система обеспечения теплового режима (СОТР);
- переходник с системой отделения для установки КА.

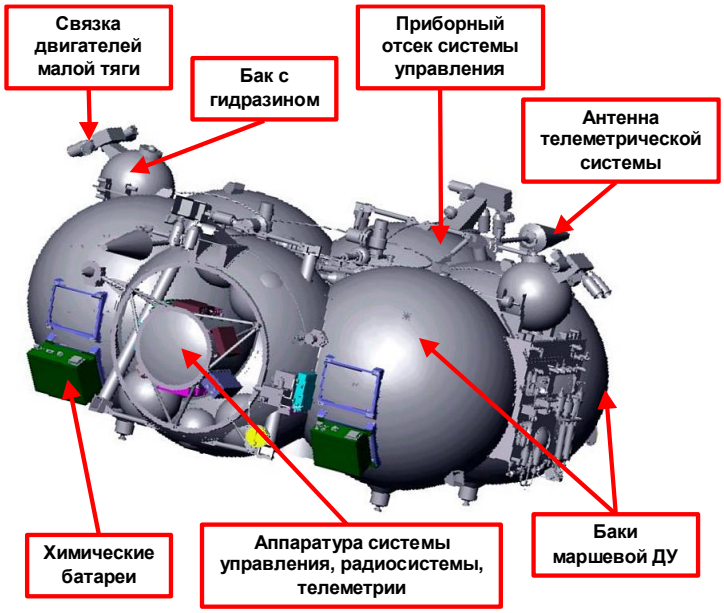
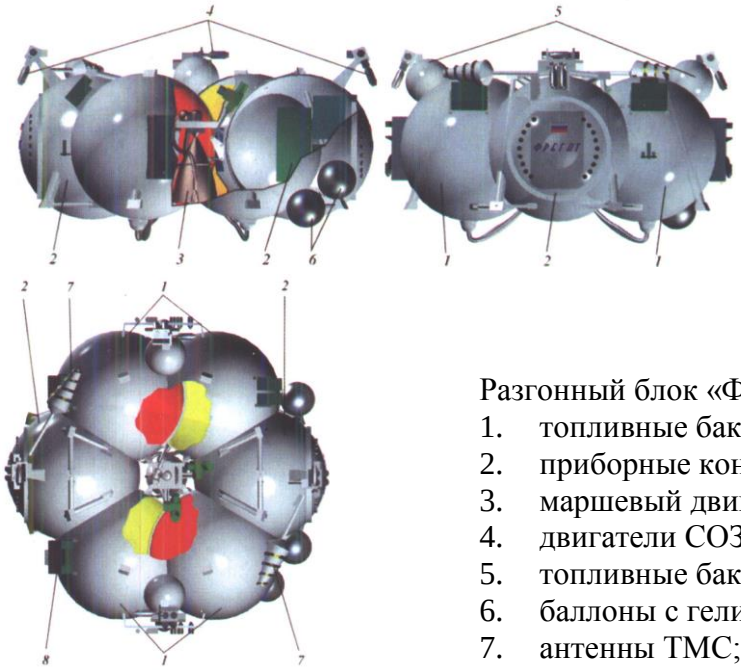


Рис. 3.13. Внешний вид разгонного блока «Фрегат»

Конструктивную основу РБ «Фрегат» составляет блок баков маршевой двигательной установки (МДУ), выполненный в виде шести сваренных между собой металлических сфер равного диаметра (см. рис. 3.14). Четыре сферы используются в качестве топливных баков (два бака горючего и два бака окислителя), одна - в качестве герметичного приборного отсека, одна – в качестве негерметичного.



Разгонный блок «Фрегат»:
1. топливные баки МДУ;
2. приборные контейнеры;
3. маршевый двигатель;
4. двигатели СОЗ;
5. топливные баки ДУ СОЗ;
6. баллоны с гелием;
7. антенны ТМС;
8. химические батареи.

Рис. 3.14. Конструктивная схема РБ «Фрегат»

Основные массо-габаритные характеристики РБ «Фрегат» приведены в табл. 1.

Таблица 3.2 - Основные массо-габаритные характеристики РБ «Фрегат»

Характеристика	Значение
1. Начальная масса при максимальной заправке, кг	~6385
2. Конечная масса РБ, кг	~950
3. Габаритные размеры, м • высота • диаметр (описанный)	 ~1,5 ~3,35

*Маршевая двигательная установка (МДУ)*РБ «Фрегат»предназначена для создания импульсов скорости, а также стабилизации головного блока по каналам тангажа и рыскания при проведении активных манёвров. В состав маршевой двигательной установки РБ входят два бака горючего, два бака окислителя, маршевый двигатель, агрегаты пневмогидравлической системы подачи компонентов, шаробаллоны с гелием и трубопроводы.

Возможность многократного включения маршевой ДУ в условиях невесомости при длительных схемах выведения, «гибкая» система управления на базе БЦВМ обеспечивают РБ «Фрегат» широкие возможности по выведению полезных нагрузок на различные целевые орбиты.

В качестве топлива в МДУ РБ «Фрегат» используется:

- окислитель – АТИН по ОСТ 113-03-503-85 (ТУ 6-02-344-74);
- горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ) по ГОСТ В 17803-72.

Основные параметры МДУ РБ «Фрегат» приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 - Основные параметры МДУ РБ «Фрегат

Максимальный рабочий запас окислителя, кг	3600
Максимальный рабочий запас горючего, кг	1750
Тяга маршевого двигателя, кгс	2018
Удельный импульс двигателя, с	334
Возможное количество включений	до 20 раз

Двигательная установка стабилизации, ориентации и обеспечения запуска(ДУ СОЗ) предназначена для обеспечения запуска двигательной установки в условиях невесомости. В конструкции ДУ СОЗ применены заборные устройства топливных баков, способствующие поступлению в двигатель топлива без свободных газовых включений. В составе ДУ СОЗ применены топливные баки с эластичными разделителями.

Рабочим телом в ДУ СОЗ является амидол (гидразин-осч») по ОСТ В6-02-32-82. Гидразин - бесцветная прозрачная жидкость с резким, весьма неприятным запахом, хорошо растворяющаяся в воде, спиртах и других полярных жидкостях; с углеводородами практически не смешивается. Химическая формула: $H_2N\text{-}NH_2$. Основные физические характеристики гидразина: температура плавления - 275К, температура кипения - 386,5 К. В качестве однокомпонентного топлива пригоден лишь «особо чистый» гидразин, так как технологические примеси, накапливаясь в нем, резко снижают активность катализатора, «отравляют» его. Гидразин высокой чистоты находит все большее применение как однокомпонентное топливо в двигателях малой тяги бортовых систем КА, в том числе и в отечественной практике. Гидразин – вещество 2-го класса опасности.

Общее количество заправляемого в ДУ СОЗ гидразина составляет не более 42 кг. В качестве вытеснителя рабочего тела используется гелий.

Рекомендуемая литература при изучении модуля 3:

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов втузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под редакцией В.П. Глушко.– М.: Машиностроение, 1989.– 464 с.: ил.

2. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: учебник для студентов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» / Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др.; Под общ.ред. Г.Г. Гахуна.– М.: Машиностроение, 1978, 1989.– 424 с.: ил.

3. Егорычев В.С. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб.пособие /В.С. Егорычев, А.В. Сулинов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2014. – 126 с.: ил.

4. Бычков, В. Н. Космические жидкостно-ракетные двигатели/ Новое в жизни, науке, технике. Серия: Космонавтика, астрономия, 9 // В. Н. Бычков, Г. А. Назаров, В. И. Прищепа. - М.: Знание, 1976. – 64 с.